



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108425752 A

(43)申请公布日 2018.08.21

(21)申请号 201711481321.8

(22)申请日 2017.12.29

(30)优先权数据

15/433,681 2017.02.15 US

(71)申请人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72)发明人 W·W·贝伦斯 A·R·塔克

(74)专利代理机构 北京三友知识产权代理有限公司 11127

代理人 吕俊刚 杨薇

(51)Int.Cl.

F02G 7/12(2006.01)

F02G 7/18(2006.01)

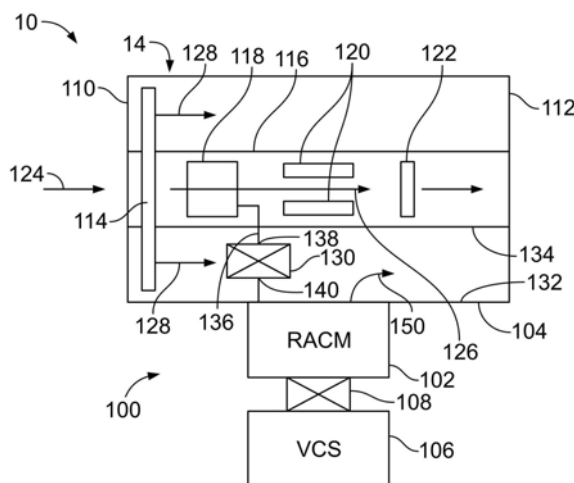
权利要求书2页 说明书14页 附图6页

(54)发明名称

反向空气循环机RACM热管理系统和方法

(57)摘要

本申请涉及反向空气循环机RACM热管理系统和方法。具体地,飞行器包括被配置成冷却该飞行器的多个部分的热管理系统。所述热管理系统包括:安装在所述飞行器的发动机上的至少一个反向空气循环机RACM,和被配置成冷却所述飞行器的所述多个部分的蒸汽循环系统VCS。所述VCS使制冷剂循环通过所述VCS。冷凝器将所述RACM联接至所述VCS。联接至所述冷凝器的所述RACM为所述VCS提供散热器。



1. 一种热管理系统(100),该热管理系统(100)被配置成冷却飞行器(10)的多个部分,所述热管理系统(100)包括:

至少一个反向空气循环机RACM(102),所述至少一个RACM(102)安装在所述飞行器(10)的发动机(14)上;

蒸汽循环系统VCS(106),该VCS(106)被配置成使制冷剂循环;以及

冷凝器(108),该冷凝器(108)将所述至少一个RACM(102)联接至所述VCS(106),其中,通过所述冷凝器(108)联接至所述VCS(106)的所述至少一个RACM(102)为所述VCS(106)提供第一散热器(244)。

2. 根据权利要求1所述的热管理系统(100),其中,所述至少一个RACM(102)接收来自发动机压缩机(118)的压缩引气,并使所述引气冷却和膨胀,并且其中,经冷却和膨胀的引气被引导至所述冷凝器(108),在所述冷凝器(108)中,经膨胀的引气从循环通过所述VCS(106)的所述制冷剂吸收热能。

3. 根据权利要求1所述的热管理系统(100),其中,所述至少一个RACM(102)在所述引气通过所述至少一个RACM(102)之后将所述引气再引回到所述发动机(14)中,以重新获得推力。

4. 根据权利要求1所述的热管理系统(100),其中,所述发动机(14)还包括在发动机壳体(104)内的、在发动机核心(116)外侧的旁路热交换器(130),其中,所述至少一个RACM(102)通过所述旁路热交换器(130)联接至所述发动机压缩机(118),其中,所述旁路热交换器(130)设置在所述发动机核心(116)外侧的旁路空气流(128)内,并且其中,所述旁路热交换器(130)在来自所述发动机压缩机(118)的压缩引气被引导至所述至少一个RACM(102)之前冷却所述压缩引气。

5. 根据权利要求1所述的热管理系统(100),其中,所述至少一个RACM(102)包括第一涡轮(204)、第二涡轮(206)、第一压缩机(208)以及第二压缩机(210),其中,所述第一涡轮(204)、所述第二涡轮(206)、所述第一压缩机(208)以及所述第二压缩机(210)联接至公共轴(212)。

6. 根据权利要求1所述的热管理系统(100),所述热管理系统(100)还包括:

第二热交换器(232),该第二热交换器(232)联接至燃料管线(234)和所述VCS(106),其中,联接至所述燃料管线(234)的所述第二热交换器(232)为所述VCS(106)提供第二散热器(230);以及

第三热交换器(240),该第三热交换器(240)联接至冲压空气旁路管道(242)和所述VCS(106),其中,联接至所述冲压空气旁路管道(242)的所述第三热交换器(240)为所述VCS(106)提供第三散热器(238)。

7. 根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述至少一个RACM包括联接至高压RACM的低压RACM,并且所述热管理系统还包括控制单元(218),该控制单元(218)可操作地联接至所述低压RACM(450)和所述高压RACM(452),其中,所述控制单元(218)被配置成,当所述飞行器(10)的空速是亚音速时,将来自发动机压缩机(118)的压缩引气仅引导通过所述低压RACM(450),并且其中,所述控制单元(218)被配置成,当所述飞行器(10)的空速是超音速时,将来自所述发动机压缩机(118)的所述压缩引气在所述低压RACM(450)之前引导通过所述高压RACM(452)。

8. 一种冷却飞行器(10)的多个部分的方法,所述飞行器(10)包括:限定内舱的机身、从所述机身延伸的机翼、以及由所述机身承载的发动机(14),其中,所述发动机(14)包括发动机壳体(104)和发动机核心(116),该发动机壳体(104)包含发动机风扇(114),该发动机核心(116)包括发动机压缩机(118),所述方法包括以下步骤:

将至少一个反向空气循环机RACM(102)安装在所述飞行器(10)的所述发动机(14)上;

利用蒸汽循环系统VCS(106)来使制冷剂循环;

通过冷凝器(108)将所述至少一个RACM(102)联接至所述VCS(106);以及

通过将所述至少一个RACM(102)联接至所述VCS(106),来为所述VCS(106)提供第一散热器(230)。

9. 根据权利要求8所述的方法,所述方法还包括以下步骤:

在所述至少一个RACM(102)处接收来自所述发动机压缩机(118)的压缩引气;

利用所述至少一个RACM(102)来使所述压缩引气冷却和膨胀;

将经冷却和膨胀的引气引导至所述冷凝器(108),在所述冷凝器(108)中,膨胀的引气从循环通过所述VCS(106)的流体吸收热能,以及

利用所述至少一个RACM(102),以在所述引气通过所述至少一个RACM(102)之后将所述引气再引回到所述发动机(14)中,以重新获得推力。

10. 根据权利要求8中的任一项所述的方法,所述方法还包括以下步骤:

将控制单元(218)可操作地联接至所述至少一个RACM(102)中的低压RACM(450)和高压RACM(452);

利用所述控制单元(218),以在所述飞行器(10)的空速是亚音速时,将来自所述发动机压缩机(118)的所述压缩引气仅引导通过所述低压RACM(450);以及

利用所述控制单元(218),以在所述飞行器(10)的空速是超音速时,将来自所述发动机压缩机(118)的所述压缩引气在所述低压RACM(450)之前引导通过所述高压RACM(452)。

反向空气循环机RACM热管理系统和方法

技术领域

[0001] 本公开的实施方式总体上涉及热管理系统和方法,并且更具体地说,涉及包括安装至飞行器发动机的级联双流反向空气循环机(cascaded double flow reverse air cycle machine)的热管理系统。

背景技术

[0002] 下一代军用飞行器将需要以最小的飞行器性能损失来对更高负载进行热管理。这样的飞行器可以包括结合了蒸汽循环系统(VCS)的热管理系统。然而,VCS通常需要低温散热器来排放废热。

[0003] 通常可用于排放废热的散热器包括冲压空气、发动机风扇空气以及第三股空气。VCS可以将废热直接排放至冲压空气,但随之而来的冲压阻力增加显著劣化了飞行器性能。将VCS废热直接排放至发动机风扇空气或第三股空气通常不是一个可行的选择,因为这些气流的温度太高。

[0004] 可以将空气循环机用于生成针对VCS的低温散热片。空气循环机将经由制冷剂冷凝器接收VCS废热,然后将水热传导至发动机风扇空气或第三股空气。然而,利用空气循环机来生成VCS散热器效率极低,从而导致飞行器性能显著劣化。

发明内容

[0005] 需要这样一种热管理系统,即,其能够热控制更高未来军用飞行器负载,同时最小化飞行器性能损失。

[0006] 考虑到这种需要,本公开的具体实施方式提供了一种被配置成冷却飞行器的多个部分的热管理系统。所述热管理系统包括:至少一个反向空气循环机(RACM),其安装在所述飞行器的发动机上;蒸汽循环系统(VCS),其被配置成使制冷剂循环;以及冷凝器,其将所述RACM联接至所述VCS。通过所述冷凝器联接至所述VCS的所述RACM为所述VCS提供第一散热器。

[0007] 在至少一个实施方式中,所述RACM接收来自发动机压缩机的压缩引气(bleedair),并使所述引气冷却和膨胀。经冷却和膨胀的引气被引导至所述冷凝器,在所述冷凝器中,所述膨胀的引气从循环通过所述VCS的所述制冷剂吸收热能。所述RACM在所述引气经过所述RACM之后,将所述引气再引回到所述发动机中,以重新获得推力。

[0008] 在至少一个实施方式中,所述发动机包括处于发动机壳体内的、在发动机核心外侧的旁路热交换器。所述RACM通过所述旁路热交换器联接至所述发动机压缩机。所述旁路热交换器设置在所述发动机核心外侧的旁路空气流内。所述旁路热交换器在所述压缩引气被引导至所述至少一个RACM之前,冷却来自所述发动机压缩机的压缩引气。

[0009] 在至少一个实施方式中,所述旁路热交换器设置在通过所述发动机核心的第一空气流外侧的第二空气流或第三空气流中的一者或两者内。

[0010] 在至少一个实施方式中,所述RACM包括一个或更多个涡轮,其被配置成使来自所

述压缩机的压缩引气膨胀和冷却。所述RACM包括：一个或多个压缩机，其被配置成在所述引气经过所述第一热交换器之后压缩所述引气。

[0011] 在至少一个实施方式中，所述RACM包括：第一涡轮、第二涡轮、第一压缩机以及第二压缩机。所述第一涡轮、所述第二涡轮、所述第一压缩机以及所述第二压缩机联接至公共轴。

[0012] 所述热管理系统还可以包括联接至燃料管线和所述VCS的第二热交换器。联接至所述燃料管线的所述第二热交换器为所述VCS提供第二散热器。可以将第三热交换器联接至冲压空气旁路管道和所述VCS。联接至所述冲压空气旁路管道的所述第三热交换器为所述VCS提供第三散热器。

[0013] 在至少一个实施方式中，所述至少一个RACM包括联接至高压RACM的低压RACM。

[0014] 所述热管理系统还可以包括控制单元，该控制单元可操作地联接至所述低压RACM和高压RACM。所述控制单元被配置成，当所述飞行器的空速是亚音速时，将来自发动机压缩机的压缩引气仅引导通过所述低压RACM。所述控制单元被配置成，当所述飞行器的空速是超音速时，将来自所述发动机压缩机的所述压缩引气在所述低压RACM之前引导通过所述高压RACM。所述控制单元可以与多个阀连通，所述多个阀被选择性地控制，以选择性地引导所述压缩引气通过所述低压RACM和所述高压RACM。

[0015] 在至少一个实施方式中，所述低压RACM包括：第一涡轮和第二涡轮，其通过第一轴联接至第一压缩机和第二压缩机。所述高压RACM包括：第三涡轮，其通过第二轴联接至第三压缩机和第四压缩机。

[0016] 在至少一个实施方式中，将第一RACM安装在所述发动机上，并且将第二RACM安装在所述发动机上。所述第一RACM或所述第二RACM中的一个或两个可以包括联接至高压RACM的低压RACM。

[0017] 本公开的具体实施方式提供了一种冷却飞行器的多个部分的方法，所述飞行器包括限定内舱的机身、从所述机身延伸的机翼、以及由所述机身承载的发动机。所述发动机包括：包含发动机风扇的发动机壳体；和包括发动机压缩机的发动机核心。该方法包括以下步骤：将至少一个反向空气循环机(RACM)安装在所述飞行器的所述发动机上，利用蒸汽循环系统(VCS)使流体循环通过该蒸汽循环系统，以通过热交换来冷却所述飞行器的多个部分，通过冷凝器将所述至少一个RACM联接至所述VCS，以及通过将所述至少一个RACM联接至所述VCS，来为所述VCS提供第一散热器。

[0018] 本公开的具体实施方式提供了一种飞行器，其包括限定内舱的机身、从所述机身延伸的机翼、以及由所述机身承载的发动机。所述发动机包括：包含发动机风扇的发动机壳体；包括发动机压缩机的发动机核心；以及处于所述发动机壳体内的、在所述发动机核心外侧的旁路热交换器。所述旁路热交换器设置在所述发动机核心外侧的旁路空气流内。所述飞行器还包括：被配置成使所述飞行器的多个部分冷却的热管理系统。

附图说明

[0019] 图1例示了根据本公开一实施方式的、飞行器的立体正视图。

[0020] 图2例示了根据本公开一实施方式的、飞行器的热管理系统的简化框图。

[0021] 图3例示了根据本公开一实施方式的、飞行器的热管理系统的示意图。

- [0022] 图4例示了根据本公开一实施方式的、反向空气循环机 (RACM) 的示意图。
- [0023] 图5例示了根据本公开一实施方式的、飞行器的热管理系统的示意图。
- [0024] 图6例示了根据本公开一实施方式的、操作热管理系统的的方法的流程图。

具体实施方式

[0025] 当结合附图阅读时,前述发明摘要以及具体实施方式的下列详细描述将更好理解。如在此使用的,按单数陈述并且以单词“一”开始的部件或步骤应被理解为不必排除多个所述部件或步骤。而且,引用“一个实施方式”不是旨在被解释为排除存在也并入所陈述特征的附加实施方式。此外,除非相反地明确规定,“包括”或“具有”含有特殊条件的一部件或多个部件的实施方式可以包括不含有该条件的附加部件。

[0026] 本公开的具体实施方式提供了一种用于飞行器的热管理系统。在至少一个实施方式中,该热管理系统包括安装至发动机的级联双流反向空气循环机 (RACM)。RACM被配置成为核心蒸汽循环系统 (VCS) 生成低温散热器。RACM将散热器空气重新引入发动机风扇上游的发动机以恢复推力,从而减少了与发动机排放提取相关联的损失。双流是指,利用并列涡轮和压缩机来最小化RACM的尺寸。可以将多个RACM安装至发动机,以进一步最小化RACM单元的尺寸。

[0027] 本公开的具体实施方式提供了这样一种热管理系统,其包括直接安装到飞行器的发动机上的反向空气循环机 (RACM) 或RACM单元。在至少一个实施方式中,将多个RACM安装至发动机。发动机安装的RACM为飞行器的热管理系统提供低温散热器。

[0028] 在至少一个实施方式中,RACM直接安装在发动机上。发动机压缩机引气进入RACM并通过一个或更多个涡轮膨胀。空气的温度因空气的膨胀而降低,从而允许蒸汽循环系统 (VCS) 直接使用低温空气作为散热器。因发动机引气提取而造成的推力损失被最小化,或者以其它方式通过压缩膨胀空气并将其重新引入到发动机中而减小。因此,用作散热器的所有发动机空气都保留在发动机中并产生推力。可以将马达并入RACM中,以确保发动机空气的充分膨胀和压缩在所有飞行条件下发生。为了减小RACM的尺寸和重量,可以使用双流RACM。在至少一个实施方式中,将RACM安装在发动机的侧面上,而非顶部或底部,这简化了将RACM集成到发动机上和飞行器中。

[0029] 在超音速巡航期间,冲压空气 (ram air) 可能无法提供可行的散热器,因为其温度太高而不能提供足够的VCS热排放。而且,级间第二流排放和第三流空气温度也可能如此之高以至于不能被用于VCS热排放的RACM充分冷却。在这种情况下,本公开的某些实施方式经由发动机管道空气-热交换器为发动机压缩机末级引气提供冷却,然后将其发送至级联的RACM单元。级联的RACM单元包括高压三轮RACM,其被用于膨胀经冷却的末级引气并降低其压力和温度,然后将其发送到低压四轮RACM中,并且可以使其进一步膨胀并降低其压力和温度。由此获得的低温散热器接纳来自VCS的废热,然后首先在低压四轮RACM中压缩,接着在高压三轮RACM中压缩。这个再压缩的空气最终被注入到发动机风扇气流中。三轮RACM可以在地面空转,和和亚音速巡航期间被绕过,而被包括在超音速巡航期间。

[0030] 图1例示了根据本公开一实施方式的、飞行器10的立体正视图。如图所示,飞行器10是军用战斗机。飞行器10例如可以包括推进系统12,其包括两个发动机14。可选的是,该推进系统12可以包括比所示的更多或更少的发动机14。发动机14通过飞行器10的机翼16

和/或机身18来承载。在其它实施方式中,发动机14可以通过飞行器的其它部分来承载。机身18还支承水平稳定器22和垂直稳定器24。飞行器10的机身18限定包括驾驶舱30的内舱和包含要被冷却的航空电子设备的一个或多个设备隔舱。可选地,飞行器10可以是各种其它类型的军用飞行器。另选的是,飞行器可以是各种类型的商用飞行器。

[0031] 如下所述,飞行器10包括被用于冷却飞行器内的各种系统以及内舱的热管理系统。该热管理系统可以包括:联接至至少一个反向空气循环机(RACM)的至少一个蒸气循环系统(VCS)。RACM可以是单流RACM(包括单个涡轮和单个压缩机),也可以是双流RACM(包括两个涡轮和两个压缩机)。在至少一个实施方式中,双流RACM包括两个涡轮和联接至公共轴的两个压缩机。双流RACM可以包括马达。在至少一个其它实施方式中,双流RACM可以不包括马达。

[0032] 图2例示了根据本公开一实施方式的、飞行器10的热管理系统100的简化框图。热管理系统100包括直接安装至飞行器10的发动机14的至少一个反向空气循环机(RACM)。在至少一个实施方式,RACM或RACM单元102被安装至发动机14的发动机壳体104的外表面的一侧。RACM 102联接至蒸气循环系统(VCS) 106。例如,第一热交换器或VCS制冷剂冷凝器108将RACM 102联接至VCS 106。

[0033] 发动机14包括发动机壳体104,在发动机壳体104上安装有RACM 102。发动机14还包括:位于前端的进气口110和位于后端的出气口112。发动机风扇114位于进气口110附近。发动机核心116设置在发动机风扇114后面的发动机壳体104内。发动机核心116包括在一个或多个燃烧器120上游的发动机压缩机118,该燃烧器120又处于涡轮122上游。

[0034] 在飞行器10的操作期间,冲压空气124进入进气口110并经过发动机风扇114。经过发动机核心116的冲压空气124提供核心气流126。核心气流126经过发动机风扇114、压缩机118、燃烧器120,以及涡轮122。冲压空气124的一部分经过发动机风扇114,但绕过发动机核心116,作为绕过发动机核心116的空气流128(风扇旁路空气流128)。风扇旁路气流128可以是单一空气流,或倍分成风扇空气和第三股空气。风扇空气经过多个风扇级,如发动机风扇114下游的附加风扇级,并绕过发动机芯116。第三股空气经过比风扇空气更少的风扇级,并绕过发动机核心116和风扇气流。例如,第三流空气可以仅经过发动机风扇114,而不是初始发动机风扇114下游的其它风扇级。在至少一个实施方式中,发动机14可以仅被配置成,相对于核心气流126和不包括第三气流的风扇旁路气流128进行操作。

[0035] 旁路热交换器130被固定在发动机核心116外侧的发动机14内。在至少一个实施方式中,旁路热交换器130设置在发动机壳体104的内表面132与发动机核心116的外表面134之间。旁路热交换器130处于发动机14内的风扇旁路空气流128的路径内。例如,旁路热交换器130可以处于第二空气流或第三空气流的空气路径内。

[0036] 引气管道136(如一个或多个管子、导管、通风管、软管等)将压缩机118以流体方式联接至旁路热交换器130的入口138。旁路热交换器130的出口140以流体方式联接至RACM 102。

[0037] 在操作中,冲压空气124进入发动机的进气口110并通过发动机风扇114。核心气流126经过压缩机118。引气管道136将来自压缩机118的压缩引气的一部分重定向至旁路热交换器130。风扇旁路气流128经过热交换器130并从压缩的引气吸收热量,从而降低压缩引气的温度。降温后的压缩引气然后进入RACM 102,该RACM 102膨胀和冷却该引气。膨胀后的冷

却空气进入VCS制冷剂冷凝器108,其中,膨胀后的冷却空气从VCS制冷剂吸收热量。VCS 106中的VCS制冷剂可以作为蒸气进入VCS制冷剂冷凝器108。膨胀后的、来自RACM的冷却空气与VCS制冷剂冷凝器108内的VCS制冷剂交换能量,从而将蒸气冷凝成液体。

[0038] 这样,联接至VCS制冷剂冷凝器108的RACM 102为VCS 106提供散热器。被RACM 102的膨胀的冷却空气从VCS 106的流体的吸收的能量增加了空气的温度。然后,RACM 102压缩空气并将空气重新引回到旁路空气流128中,作为再引入空气150。通过将再引入空气150重新引入回到旁路空气流128中,RACM 102恢复发动机推力,并消除、最小化或以其它方式减小与从发动机14抽取空气相关的推力损失。在至少一个实施方式中,多个RACM 102被安装至发动机14。发动机安装的RACM 102为飞行器10的VCS 106提供低温和减小的推力损失散热器。

[0039] 图3例示了根据本公开一实施方式的、飞行器10的热管理系统100的示意图。如图所示,旁路热交换器130被固定在发动机14内,如第三气流流动路径200内。在至少一个其它实施方式中,旁路热交换器130被固定在第二气流流动路径202内,如风扇空气流动路径内。

[0040] RACM 102被安装至发动机壳体104,如上所示。如图3所示,RACM 102是双流RACM。RACM 102是四轮RACM,其包括经由公共轴212联接至两个压缩机208和210的两个涡轮204和206。另选的是,RACM 102可以包括单个更大的涡轮和单个更大的压缩机(例如,单流RACM)。然而,通过利用两个较小的涡轮204和206以及两个较小的压缩机208和210,减小了RACM 102的整体尺寸(例如,总体直径)和重量。而且,另选的是,可以将马达联接至轴212,以便辅助涡轮204和206以及压缩机208和210的操作。

[0041] 来自压缩机118的压缩引气经由管道216进入涡轮204和206,并且驱动涡轮204和206。即,通过涡轮204和206的压缩引气的流动引起涡轮204和206运动,这导致轴212旋转,并因此还驱动压缩机208和210。另选的是,可以使用马达来辅助涡轮204和206以及压缩机208和210的运动。

[0042] 阀214可以设置在管道216(如一个或更多个管子、导管、通风管、软管等)内,其将旁路热交换器130以流体方式联接至RACM 102。在至少一个实施方式中,控制单元218与阀214连通(如通过一个或更多个有线或无线连接),并被配置成在打开和闭合位置之间操作阀214。当阀214处于打开位置时,引气(由旁路热交换器130调节)进入RACM 102并且由涡轮204和206膨胀和冷却。当阀214处于闭合位置时,防止经调节的引气进入RACM 102。控制单元218可以闭合阀212,举例来说,如在飞行器10不在飞行中时。在至少一个其它实施方式中,管道216可以不包括阀214。

[0043] 如图所示,三个分离且独特的散热器可以联接至VCS 106。第一散热器230包括联接至燃料管线234和VCS 106的制冷剂管线236的诸如制冷剂冷凝器232这样的热交换器。第二散热器238包括联接至冲压空气管道242和制冷剂管线236的诸如冷凝器240这样的热交换器。冲压空气管道242在冲压空气124进入发动机风扇114之前将冲压空气124的一部分朝冷凝器240分流。冲压空气然后经过冷凝器240并且例如可以通过管道241引导以使发动机隔舱通风。第三散热器244包括联接至RACM 102和VCS 106的制冷剂管线236的VCS制冷剂冷凝器108。可选地,VCS 106可以仅联接至第三散热器244。在至少一个其它实施方式中,VCS 106可以联接至第三散热器244,以及第一散热器230或第二散热器238中的一个。要明白的是,术语第一、第二以及第三只是表示散热器的编号。第一散热器230可以被认为是第二或

第三散热器,第二散热器238可以被认为是第一或第三散热器,而第三散热器244可以被认为是第一或第二散热器。

[0044] 在至少一个实施方式中,控制单元218通过一个或多个有线或无线连接与热管理系统100内的各种阀连通。控制单元218被配置成,根据希望热量管理水平和航空器飞行条件,选择性地打开与闭合位置之间操作阀。

[0045] 如上参照图2所示,冲压空气124进入发动机14的进气口110并通过发动机风扇114。核心气流126经过压缩机118。引气管道136将来自压缩机118的压缩引气的一部分重定向到旁路热交换器130中。风扇旁路空气128经过热交换器130并从压缩的引气吸收热量,从而降低压缩引气的温度。降温后的压缩引气然后进入RACM 102,其经由涡轮204和206膨胀和冷却该引气。膨胀后的冷却空气经由管道250进入VCS制冷剂冷凝器108,其中,膨胀后的冷却空气从循环通过VCS 106的管线236的流体制冷剂吸收热量。来自VCS 106的流体作为液体和蒸气的组合从VCS 106进入VCS制冷剂冷凝器108。膨胀后的、来自RACM 102的冷却空气与VCS制冷剂冷凝器108内的来自VCS 106的流体交换能量,从而将剩余的蒸汽冷凝成液体,然后再循环回到VCS 106中。按这种方式,散热器244(如由将RACM 102联接至VCS 106的制冷剂冷凝器108所表示的)对循环通过VCS 106的管线236的制冷剂进行调节,从而允许制冷剂从飞行器10的一个或多个系统、组件、区域等吸收热量。第一散热器230和第二散热器238还冷凝循环通过管线236的制冷剂。

[0046] 被RACM 102的膨胀的冷却空气从VCS 106的制冷剂的吸收的能量增加了RACM散热器空气的温度。RACM 102然后经由压缩机208和210而压缩RACM散热器空气,并且通过注入导管260将其注入回到发动机风扇空气流150中。

[0047] VCS 106被配置成提供蒸汽循环制冷,其中制冷剂经历相变以调节飞行器10的内舱和/或电子系统。VCS 106使制冷剂循环通过VCS 106,以通过热交换来冷却飞行器10的多个部分。制冷剂提供循环通过VCS106的流体,其改变相态(例如,从液体到蒸气),以便吸收来自飞行器10的内舱和/或组件(例如,航空电子设备)的热量。

[0048] VCS 106可以包括第一级马达270和压缩机271以及第二级马达272和压缩机273。第二级压缩机273联接至管线236,管线236进而联接至第一散热器230、第二散热器238以及第三散热器244。通过散热器230、238以及244中一个或多个冷凝的制冷剂然后被分裂,一股经过第一节流阀,而另一股经过制冷剂再冷却器278。来自节流阀的制冷剂接下来经过再冷却器,然后与来自第一级压缩机271的制冷剂组合。另一制冷剂流通过节流阀输送,然后通过制冷剂管线236输送,以经由制冷剂蒸发器284吸收来自飞行器10内的舱室280和空气冷却负载282(如包括飞行器10的、通过空气循环冷却的一个或多个电子系统)的热量。制冷剂管线236还可以联接至另一节流阀和制冷剂蒸发器286,以从液体冷却负载288(如包括飞行器10的、通过液体循环冷却的一个或多个电子系统)吸收热量。

[0049] 如所示,可以将一个或多个阀设置在VCS 106的各种管道内。这些阀可以由控制单元218选择性地控制,以提供通过VCS 106的希望量的流体(例如,制冷剂或其它这种冷却剂)流。

[0050] VCS 106可以包括比所示更多或更少的组件。例如,VCS可以包括少于两个的马达270和272和/或少于两个的压缩机271和273。而且,制冷剂管线236可以联接至比所示更多或更少的负载。例如,制冷剂管线236可以被配置成,仅调节舱室282,或者空气冷却负载

282,或者液体冷却负载288。

[0051] 燃料管线234在燃料箱290与发动机14之间提供燃料递送管道。制冷剂冷凝器232将燃料管线234联接至VCS 106的制冷剂管线236。这样,制冷剂冷凝器232将来自管线236中的制冷剂的热能传导至燃料管线234内的燃料,从而增加燃料的温度,并降低制冷剂的温度。

[0052] 燃料管线234然后可以经过发动机发电机294的热交换器292和294以及发动机润滑系统298。通过热交换器292和294将热能从发电机294和润滑系统298传导至燃料管线234内的燃料,由此增加燃料的温度,并降低发电机296和润滑系统298的温度。然后燃料通过燃料管线234递送至发动机。如果在承受这些热负载之后燃料的温度高于发动机最大递送温度,那么燃料流量增加到高于燃烧燃料流量,以将温度降低到发动机递送极限。这个增加的燃料流量和发动机燃烧燃料流量之间的差值被再循环回到航空器燃料箱。再循环的燃料在返回至燃料箱之前,在跟随VCS 106中的节流阀的蒸发器286中被冷却。

[0053] 另选的是,燃料管线234可以不通过热交换器292和294联接至发电机296和润滑系统298。相反的是,燃料管线234内的燃料可以经由制冷剂冷凝器232从VCS 106接收热能,然后直接通向发动机14。

[0054] 在至少一个实施方式中,控制单元218操作以选择性地经由阀控制通过热管理系统100的流体(如空气和制冷剂)的流动。例如,控制单元218可以选择性地打开和闭合阀,以控制通过各种管道的流体的温度(无论气体、蒸气还是液体),以便控制舱室280、空气冷却负载282、以及液体冷却负载288的温度。在至少一个实施方式中,本申请中描述的系统可以不包括控制单元218。

[0055] 如在此使用的,术语“控制单元”、“单元”、“中央处理单元”、“CPU”、“计算机”等可以包括任何基于处理器或基于微处理器的系统,包括利用微控制器、精简指令集计算机(RISC)、专用集成电路(ASIC)、逻辑电路、以及能够执行在此描述的功能的、包括硬件、软件,或其组合的任何其它电路或处理器的系统。像这样仅仅是示例性的,并由此不是旨在以任何方式限制这种术语的定义和/或含义。例如,控制单元218可以是或者包括被配置成控制热管理系统100的操作的一个或更多个处理器。

[0056] 控制单元218被配置成,执行存储在一个或更多个存储部件(如一个或更多个存储器)中的一组指令,以便处理数据。例如,控制单元218可以包括或者联接至一个或更多个存储器。该存储部件还可以如希望地或者在需要时存储数据或其它信息。该存储部件可以采用处理机内的信息源或者物理存储器部件的形式。

[0057] 该组指令可以包括各种命令,该命令指令控制单元218作为处理机来执行诸如在此描述的主旨的各个实施方式的方法和处理的特定操作。该组指令可以采用软件程序的形式。该软件可以采用各种形式,如系统软件或应用软件。而且,该软件可以采用分离程序,更大程序内的程序子集或程序的一部分的汇集的形式。该软件还可以包括采用面向对象编程形式的模块化编程。通过该处理器处理的输入数据可以响应于用户命令、或者响应于先前处理的结果、或者响应于另一处理机所进行的请求。

[0058] 在此的实施方式的图可以例示一个或更多个控制或处理单元,如控制单元218。要明白的是,该处理或控制单元可以表示可以被实现为具有执行在此描述的操作的关联指令(例如,存储在有形和非暂时性计算机可读存储介质(如计算机硬盘驱动器、ROM、RAM等)上

的软件)的硬件的电路、电路系统或其一部分。该硬件可以包括被硬布线成执行在此描述的功能的状态机电路。可选的是,该硬件可以包括电子电路,该电子电路包括和/或连接至一个或多个基于逻辑的装置,如微处理器、处理器、控制器等。可选的是,该控制单元218可以表示处理电路,如现场可编程门阵列(FPGA)、专用集成电路(ASIC)、微处理器等中的一个或多个。各个实施方式中的电路可以被配置成,执行用于执行在此描述的功能的一个或多个算法。所述一个或多个算法可以包括在此公开的实施方式的多个方面,无论是否在流程图或方法中明确地标识。

[0059] 如在此使用的,术语“软件”和“固件”可互换,并且包括存储在存储器(包括RAM存储器、ROM存储器、EPROM存储器、EEPROM存储器、以及非易失性RAM(NVRAM)存储器)中的、用于通过计算机执行的任何计算机程序。上述存储器类型仅仅是示例性的,并由此不限于有关可用于存储计算机程序的存储器的类型。

[0060] 图4例示了根据本公开一实施方式的、反向空气循环机(RACM)102的示意图。参照图2-4,RACM 102联接至发动机14内的旁路热交换器130,以及联接至VCS 106的制冷剂管线236的VCS制冷剂冷凝器108。在至少一个实施方式中,级联的RACM单元102包括连接至高压三轮RACM 452的低压四轮RACM 450。另选的是,高压RACM 452可以是包括两个涡轮的四轮RACM。

[0061] RACM 102包括从引气管道136分支的分支管道300。阀302设置在分支管道300内。在至少一个实施方式中,控制单元218通过一个或多个有线或无线连接与阀302连通。涡轮306经由公共轴312联接至压缩机308和310,以形成高压RACM。涡轮306设置在分支管道300的出口端314的下游。

[0062] 阀214布置在引气管道136和分支管道300的接合处316下游的引气管道136内。引气管道136联接至涡轮204和206,涡轮204和206连接至也连接至压缩机208和210的轴212,以形成低压RACM。涡轮204和206以流体方式联接至管道250,管道250以流体方式联接至VCS制冷剂冷凝器108,VCS制冷剂冷凝器108也联接至制冷剂管线236。VCS制冷剂冷凝器108还经由管道251联接至压缩机208和210。压缩机208和210以流体方式联接至发动机喷射管道260。阀320设置在发动机喷射管道260内。

[0063] 分支管道322从阀320上游的发动机喷射导管260分支出。阀324设置在分支管道322内。阀214、302、320以及324可以通过一个或多个有线或无线连接与控制单元218连通。

[0064] 分支管道322联接至压缩机308和310。分支管道322为压缩机308和310提供进气管道。空气出口管道326处于压缩机308和310的下游,并重新连接至阀320下游的发动机喷射管道260。

[0065] 如图4所示,双流级联RACM 102安装到发动机14,发动机14在图2和3中示出。在操作中,阀214、302、324以及320根据飞行器的空速而打开或闭合(在图1中示出)。例如,在至少一个实施方式中,控制单元218根据飞行器10的空速选择性地控制阀214、302、324以及320。

[0066] 参照图2-4,在飞行器10的亚音速巡航期间,阀302和324闭合,而阀214和320打开。绕过高压RACM并且防止从压缩机118抽取的引气400经过分支管道300朝向单个涡轮306。相反的是,引气400经过引气管道136中的打开的阀214进入低压RACM,并且由涡轮204和206膨

胀和冷却。膨胀后的冷却引气402然后经过热的VCS制冷剂冷凝器108,其中,冷却后的引气从制冷剂管线236内的制冷剂404吸收热能,由此降低温度并冷凝从VCS制冷剂冷凝器108出来并经由制冷剂管线236循环通过VCS 106的制冷剂406。

[0067] 因为膨胀的冷却引气从制冷剂404吸收热能,所以引气在升高的温度下作为膨胀的引气408进入管道251。膨胀的引气408然后经过压缩机208和210,并且作为压缩的发动机喷射空气410离开压缩机208和210。因为阀324闭合,所以发动机喷射空气410不经过分支管道322,而相反,经过打开的阀320并经由发动机喷射管道260返回到发动机14中。当发动机喷射空气410被喷射到风扇空气流128中时,从发动机喷射空气410恢复推力。

[0068] 当飞行器10以超音速空速飞行时,即使在经过涡轮204和206之后,压缩引气400的温度也可能太高而不能从制冷剂吸收热量。这样,阀可以被操作(如通过控制单元218),使得压缩引气400在经过涡轮204和206之前首先经过涡轮306。在这种操作期间,阀302和324打开,而阀214和320闭合。压缩引气400首先经过分支管道300的打开的阀302并进入涡轮306,其膨胀和冷却压缩引气400。初始膨胀的冷却空气412经由将涡轮306的出口连接至引气管道136的连接管道301传递回到闭合的阀214下游的引气管道136中。空气412然后经过涡轮204和206,其进一步膨胀和冷却初始膨胀的冷却空气412,以产生进一步膨胀和冷却的空气402,其然后经过VCS制冷剂冷凝器108,如前所述。

[0069] 在经过VCS制冷剂冷凝器108之后,膨胀的引气的温度增加(由于从制冷剂吸收热能)。膨胀的引气408流出VCS制冷剂冷凝器108,然后经过压缩机208和210,以产生压缩的发动机喷射空气410。因为阀320闭合,所以压缩的发动机喷射空气410经过压缩机308和310,其进一步压缩发动机喷射空气410,由此产生进一步压缩的发动机喷射空气420。然后,空气420经由将压缩机308和310的输出连接至发动机喷射管道260的连接管道326进入闭合阀320下游的发动机喷射管道260中。

[0070] 图5例示了根据本公开一实施方式的、飞行器10的热管理系统100的示意图。热管理系统100包括安装至发动机14的发动机壳体104的第一RACM 102a和第二级联RACM 102b。第一RACM 102a与参照图3示出并描述的RACM 102类似,而第二级联RACM 102b与参照图4示出并描述的级联RACM 102类似。

[0071] 第一引气管道136将压缩机118连接至第一RACM 102a,而第二引气管道136b将压缩机连接至第二RACM 102b。在亚音速飞行期间,热管理系统100的阀被设定成(如通过控制单元218),使得压缩引气的一部分被引导到RACM 102a和102b两者。旁路热交换器130a和130b设置在发动机104的旁路气流内。在亚音速飞行期间,第二RACM 102b的阀被设定成(如通过控制单元218),使得压缩的引气进入涡轮204和206,而不是如上面参照图4所述的涡轮306。RACM 102a和102b两者的涡轮204和208联接至VCS制冷剂冷凝器108,而RACM 102和102b两者的压缩机208和210也联接至VCS制冷剂冷凝器108。

[0072] 在超音速飞行期间,第二RACM 102b的阀被设定成(如通过控制单元218),使得压缩在进入涡轮204和206之前,进入引气进入涡轮306,如上参照图4所述。而且,在超音速飞行期间,压缩的引气在再引回发动机14之前,经过压缩机208、210、308、310,如上参照图4所述。可选的是,在超音速飞行期间,阀214可以闭合,以防止压缩的引气经过第一RACM 102a。

[0073] 可选的是,第一RACM 102a也可以是包括涡轮306以及压缩机308和310的级联RAM,其类似于第二RACM 102b。在这种情况下,在亚音速和超音速飞行期间,第一RACM 102a将以

与第二RACM 102b相同的方式操作。

[0074] 在至少一个实施方式中,热管理系统100通过控制RACM配置和气流路线来解决飞行器运行期间的冷却要求。为了满足地面空转冷却要求,热管理系统100使用发动机燃烧燃料和冲压空气,而不是RACM 102和102b,因为发动机引气压力不足以驱动它们。在亚音速飞行期间,热管理系统100使用发动机燃烧燃料、冲压空气,以及RACM 102a和级联RACM 102b中的一个或两个作为散热器。根据飞行环境和需求负载,级联RACM 102b可以使用或不使用两个RACM。为了满足超音速巡航冷却要求,热管理系统不会使用任何冲压空气作为散热器,因为它太热,而是使用发动机燃烧燃料、RACM 102a、以及级联RACM 102b,其中级联RACM 102b中的两个RACM都处于运转中。

[0075] 参照图1-5,热管理系统100包括一个或更多个发动机安装的RACM 102,其被配置成将发动机引气转换成用于VCS 106的散热器。引气首先经由位于发动机14内的热交换器130在风扇旁路空气流128(如第二空气流或第三空气流)中冷却。RACM 102将引气再次引回到发动机14中以恢复推力。

[0076] 另选的是,热管理系统100可以包括比所示更多或更少的RACM 102和VCS 106。例如,热管理系统100可以包括三个或更多个RACM 102和三个或更多个VCS 106。在至少一个其它实施方式中,热管理系统100可以包括两个或更多个RACM 102和一个VCS 106。在至少一个其它实施方式中,热管理系统100可以包括两个或更多个VCS单元106和一个RACM 102。

[0077] 图6例示了根据本公开一实施方式的、操作热管理系统100的方法的流程图。参照图1-6,该方法在600开始,其中,将至少一个RACM 102安装至飞行器10的发动机14的发动机壳体104的外表面。例如,第一RACM 102a和第二RACM 102b可以安装至发动机14。

[0078] 在602,控制单元218确定飞行器10是否在超音速以下行进。即,控制单元218确定飞行器10的空速是亚音速还是超音速。如果飞行器10以在超音速以下行进,则该方法从602进行至604,其中,控制单元218操作热管理系统100的阀,使得来自发动机14的压缩机118的引气的一部分被引导通过发动机14内的热交换器130到达第一或低压RACM 450(如作为具有两个涡轮和两个压缩机的四轮RACM)。在606,低压RACM 450然后完全调节引气。在608,利用来自低压RACM 450的经完全调节的引气来吸收来自VCS 106的热能。在610,在经过低压RACM后,引气被重新引回到发动机14的气流中以重新获得推力。接着,该方法返回至602。

[0079] 然而,在602,如果控制单元218确定飞行器10没有在超音速以下行进(即,飞行器10在以超音速行进),则该方法继续至612,其中,来自压缩机118的一部分引气被引导至第二或高压RACM 452。在614,高压RACM对引气进行预处理。在616,然后将预处理的引气引导至低压RACM 450,其进一步调节该引气。在620,来自VCS 106的热能被来自低压RACM 450的进一步调节的引气吸收。在622,在经过低压RACM 450和高压RACM 452之后,引气被重新引回到发动机14的气流中,以重新获得推力。接着,该方法返回至602。

[0080] 参照图1-6,本公开的实施方式提供了这样的热管理系统,即,其被配置成,通过将热量从至少一个VCS内的制冷剂传导至已经经过安装至航空器的发动机的至少一个RACM的发动机引气,来有效地冷却飞行器的舱室和航空电子设备。该热管理系统还可以将来自一个或更多个VCS内的制冷剂的热量传导至航空器的燃料管线内的燃料和/或冲压空气管道。

[0081] 该热管理系统将经过至少一个RACM并用于从VCS的流体吸收热能的引气重新引回到发动机中,以重新获得推力。也就是说,为了消除、最小化或以其它方式减小与从发动机

14抽取空气关联的推力损失,RACM将空气重新引回到发动机中,如在发动机风扇上游一点处。在至少一个实施方式中,将多个RACM安装至发动机。发动机安装的RACM为飞行器10的TMS提供紧凑、低温、低推力损失的散热器。

[0082] 虽然诸如顶、底、下、中、横侧、水平、垂直、前面等这样的各种空间和方向性术语可以被用于描述本公开的实施方式,但应当明白,这种术语仅仅针对附图中所示取向来使用。该取向可以反转、旋转或以其它方式改变,以使上部成为下部,下部成为上部,水平变为垂直等。

[0083] 如在此使用的,“被配置成”执行一任务或操作的结构、限制或部件具体按对应于该任务或操作的方式,在结构上形成、构造或改变。出于清楚和避免疑惑的目的起见,仅能够被修改成执行该任务或操作的物体未“被配置成”执行如在此使用的该任务或操作。

[0084] 要明白的是,上面的描述旨在例示,而非限制。例如,上述实施方式(和/或其方面)可以彼此组合使用。另外,在不脱离本公开的范围的情况下,可以进行许多修改以使适应针对本公开的各个实施方式的教导的特殊情况或材料。虽然在此描述的材料尺度和类型旨在限定本公开的各种实施方式的参数,但这些实施方式决非进行限制,而是作为示例性实施方式。当回顾上述描述时,本领域技术人员将清楚许多其它实施方式。本公开的各个实施方式的范围由此应当参照所附权利要求书连同授权了这种权利要求的等同物的全部范围来确定。在所附权利要求书中,术语“包括(including)”和“在其中(in which)”被用作相应术语“包含(comprising)”和“其中(wherein)”的等同物。此外,术语“第一”、“第二”以及“第三”等仅仅被用作标签,而非旨在将数值需求强加于它们的对象。而且,下列权利要求书的限制未按装置加功能格式来书写,并且不旨在基于35U.S.C. §112, (f)来解释,除非这种权利要求书限制明确地使用跟随着声明另一结构的功能无效的短语“用于…的装置”和直到其使用该短语为止。

[0085] 而且,本公开包括根据下列条款的实施方式:

[0086] 条款1.一种热管理系统,该热管理系统被配置成冷却飞行器的多个部分,该热管理系统包括:

[0087] 至少一个反向空气循环机(RACM),所述至少一个反向空气循环机安装在所述飞行器的发动机上;

[0088] 蒸汽循环系统(VCS),该蒸汽循环系统被配置成使制冷剂循环;以及

[0089] 冷凝器,该冷凝器将所述至少一个RACM联接至所述VCS,其中,通过所述冷凝器联接至所述VCS的所述至少一个RACM为所述VCS提供第一散热器。

[0090] 条款2.根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述至少一个RACM接收来自发动机压缩机的压缩引气,并使所述引气冷却和膨胀,并且其中,经冷却和膨胀的引气被引导至所述冷凝器,在所述冷凝器中,经膨胀的引气从循环通过所述VCS的所述制冷剂吸收热能。

[0091] 条款3.根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述至少一个RACM在所述引气通过所述至少一个RACM之后将所述引气再引回到所述发动机中,以重新获得推力。

[0092] 条款4.根据权利要求1所述的热管理系统,其中,所述发动机还包括在发动机壳体外的、在发动机核心外侧的旁路热交换器,其中,所述至少一个RACM通过所述旁路热交换器联接至所述发动机压缩机,其中,所述旁路热交换器设置在所述发动机核心外侧的旁路空气流内,并且其中,所述旁路热交换器在来自所述发动机压缩机的压缩引气被引导至所述

至少一个RACM之前冷却所述压缩引气。

[0093] 条款5. 根据权利要求3所述的热管理系统, 其中, 所述旁路热交换器设置在通过所述发动机核心的第一空气流外侧的第二空气流或第三空气流中的一者或两者内。

[0094] 条款6. 根据权利要求1所述的热管理系统, 其中, 所述至少一个RACM包括一个或更多个涡轮, 所述一个或更多个涡轮被配置成使来自所述压缩机的压缩引气膨胀并冷却。

[0095] 条款7. 根据权利要求1所述的热管理系统, 其中, 所述至少一个RACM包括一个或更多个压缩机, 所述膨胀并冷却被配置成在所述引气通过所述第一热交换器之后压缩所述引气。

[0096] 条款8. 根据权利要求1所述的热管理系统, 其中, 所述至少一个RACM包括第一涡轮、第二涡轮、第一压缩机以及第二压缩机, 其中, 所述第一涡轮、所述第二涡轮、所述第一压缩机以及所述第二压缩机联接至公共轴。

[0097] 条款9. 根据条款1所述的热管理系统, 所述热管理系统还包括:

[0098] 第二热交换器, 该第二热交换器联接至燃料管线和所述VCS, 其中, 联接至所述燃料管线的所述第二热交换器为所述VCS提供第二散热器; 以及

[0099] 第三热交换器, 该第三热交换器联接至冲压空气旁路管道和所述VCS, 其中, 联接至所述冲压空气旁路管道的所述第三热交换器为所述VCS提供第三散热器。

[0100] 条款10. 根据权利要求1所述的热管理系统, 其中, 所述至少一个RACM包括联接至高压RACM的低压RACM。

[0101] 条款11. 根据条款10所述的热管理系统, 所述热管理系统还包括控制单元, 该控制单元可操作地联接至所述低压RACM和高压RACM, 其中, 所述控制单元被配置成, 当所述飞行器的空速是亚音速时, 将来自发动机压缩机的压缩引气仅引导通过所述低压RACM, 并且其中, 所述控制单元被配置成, 当所述飞行器的空速是超音速时, 将来自所述发动机压缩机的所述压缩引气在所述低压RACM之前引导通过所述高压RACM。

[0102] 条款12. 根据权利要求11所述的热管理系统, 其中, 所述控制单元可以与多个阀连通, 所述多个阀被选择性地控制以选择性地引导所述压缩引气通过所述低压RACM和所述高压RACM。

[0103] 条款13. 根据权利要求10所述的热管理系统, 其中, 所述低压RACM包括第一涡轮和第二涡轮, 该第一涡轮和第二涡轮通过第一轴联接至第一压缩机和第二压缩机, 并且其中, 所述高压RACM包括第三涡轮, 该第三涡轮通过第二轴联接至第三压缩机和第四压缩机。

[0104] 条款14. 根据权利要求1所述的热管理系统, 其中, 所述至少一个RACM包括安装在所述发动机上的第一RACM, 和安装在所述发动机上的第二RACM。

[0105] 条款15. 根据权利要求14所述的热管理系统, 其中, 所述第一RACM或所述第二RACM中的一个或两个包括联接至高压RACM的低压RACM。

[0106] 条款16. 一种冷却飞行器的多个部分的方法, 所述飞行器包括限定内舱的机身、从所述机身延伸的机翼、以及由所述机身承载的发动机, 其中, 所述发动机包括发动机壳体和发动机核心, 该发动机壳体包含发动机风扇, 该发动机核心包括发动机压缩机, 所述方法包括以下步骤:

[0107] 将至少一个反向空气循环机 (RACM) 安装在所述飞行器的所述发动机上;

[0108] 利用蒸汽循环系统 (VCS) 来使制冷剂循环;

- [0109] 通过冷凝器将所述至少一个RACM联接至所述VCS;以及
- [0110] 通过将所述至少一个RACM联接至所述VCS,来为所述VCS提供第一散热器。
- [0111] 条款17.根据条款16所述的方法,所述方法还包括以下步骤:
- [0112] 在所述至少一个RACM处接收来自所述发动机压缩机的压缩引气;
- [0113] 利用所述至少一个RACM来冷却和膨胀所述压缩引气;
- [0114] 将经冷却和膨胀的引气引导至所述冷凝器,其中,经膨胀的引气从循环通过所述VCS的流体吸收热能。
- [0115] 条款18.根据条款16所述的方法,所述方法还包括以下步骤:利用所述至少一个RACM以在所述引气通过所述至少一个RACM之后将所述引气再引回到所述发动机中,以重新获得推力。
- [0116] 条款19.根据条款16所述的方法,所述方法还包括以下步骤:
- [0117] 设置在所述发动机壳体内的、在所述发动机核心外侧的旁路热交换器;
- [0118] 联接所述至少一个RACM是通过所述旁路热交换器联接至所述发动机压缩机,其中,所述旁路热交换器设置在所述发动机核心外侧的旁路空气流内;以及
- [0119] 利用所述旁路热交换器冷却所述压缩引气,然后将所述压缩引气引导至所述至少一个RACM。
- [0120] 条款20.根据条款16所述的方法,所述方法还包括以下步骤:
- [0121] 将第二热交换器联接至燃料管线,以便为所述VCS提供第二散热器;并且
- [0122] 联接被联接至冲压空气旁路管道和所述VCS的第三热交换器,以便为所述VCS提供第三散热器。
- [0123] 条款21.根据条款16所述的方法,所述方法还包括以下步骤:
- [0124] 将控制单元可操作地联接至所述至少一个RACM中的低压RACM和高压RACM;
- [0125] 利用所述控制单元,以在所述飞行器的空速是亚音速时,将来自所述发动机压缩机的所述压缩引气仅引导通过所述低压RACM;以及
- [0126] 利用所述控制单元,以在所述飞行器的空速是超音速时,将来自所述发动机压缩机的所述压缩引气在所述低压RACM之前引导通过所述高压RACM。
- [0127] 条款22.一种飞行器,该飞行器包括:
- [0128] 限定内舱的机身;
- [0129] 从所述机身延伸的机翼;
- [0130] 由所述机身承载的发动机,其中,所述发动机包括:包含发动机风扇的发动机壳体,包括发动机压缩机的发动机核心,以及处于所述发动机壳体内的、在所述发动机核心外侧的旁路热交换器,其中,所述旁路热交换器设置在所述发动机核心外侧的旁路空气流内;以及
- [0131] 被配置成使所述飞行器的多个部分冷却的热管理系统,所述热管理系统包括:
- [0132] 至少一个反向空气循环机(RACM),所述至少一个RACM安装在所述发动机上,其中,所述至少一个RACM通过所述旁路热交换器联接至所述发动机压缩机,其中,所述旁路热交换器在所述压缩引气被引导至所述至少一个RACM之前,冷却来自所述发动机压缩机的压缩引气,其中,所述至少一个RACM包括:被配置成使来自所述压缩机的所述压缩引气膨胀并冷却的一个或更多个涡轮,和被配置成压缩所述引气的一个或更多个压缩机,

[0133] 蒸汽循环系统VCS,该VCS被配置成使制冷剂循环;以及

[0134] 冷凝器,该冷凝器将所述至少一个RACM联接至所述VCS,其中,联接至所述冷凝器的所述至少一个RACM为所述VCS提供第一散热器,

[0135] 其中,所述至少一个RACM接收来自所述发动机压缩机的所述压缩引气,并使所述引气冷却和膨胀,并且其中,所述经冷却和膨胀的引气被引导至所述冷凝器,在所述冷凝器中,所述膨胀的引气从循环通过所述VCS的所述流体吸收热能,并且

[0136] 其中,所述至少一个RACM在所述引气通过所述至少一个RACM之后将所述引气再引回到所述发动机中,以重新获得推力。

[0137] 条款23. 根据条款22所述的飞行器,其中,所述至少一个RACM包括联接至高压RACM的低压RACM,并且其中,所述热管理系统还包括控制单元,该控制单元可操作地联接至所述低压RACM和所述高压RACM,其中,所述控制单元被配置成,当所述飞行器的空速是亚音速时,将来自所述发动机压缩机的所述压缩引气仅引导通过所述低压RACM,并且其中,所述控制单元被配置成,当所述飞行器的空速是超音速时,将来自所述发动机压缩机的所述压缩引气在所述低压RACM之前引导通过所述高压RACM。

[0138] 本书面描述使用实施例来公开本公开的、包括最佳模式的各个实现,并且还使得本领域任何技术人员都能够具体实践本公开的各个实施方式,包括制造和使用任何装置或系统,并且执行任何并入方法。本公开的各个实施方式的可专利化范围通过权利要求书来限定,并且可以包括本领域技术人员想到的其它实施例。如果这种其它实施例具有不与本权利要求书的字面语言不同的结结构性部件,或者如果该实施例包括与本权利要求书的字面语言无实质差异的等同结构性部件,则该实施例处于本权利要求书的范围内。

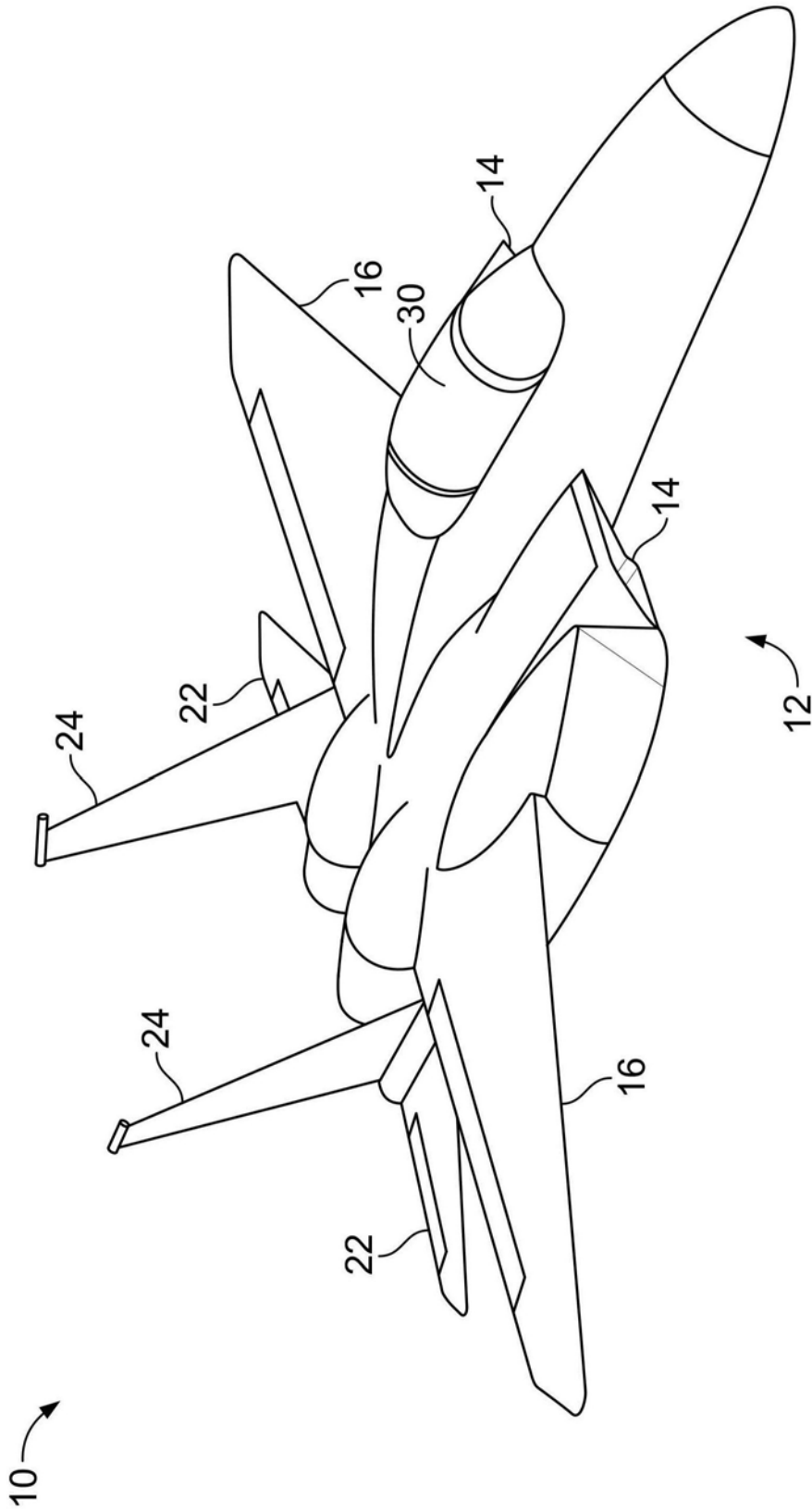


图1

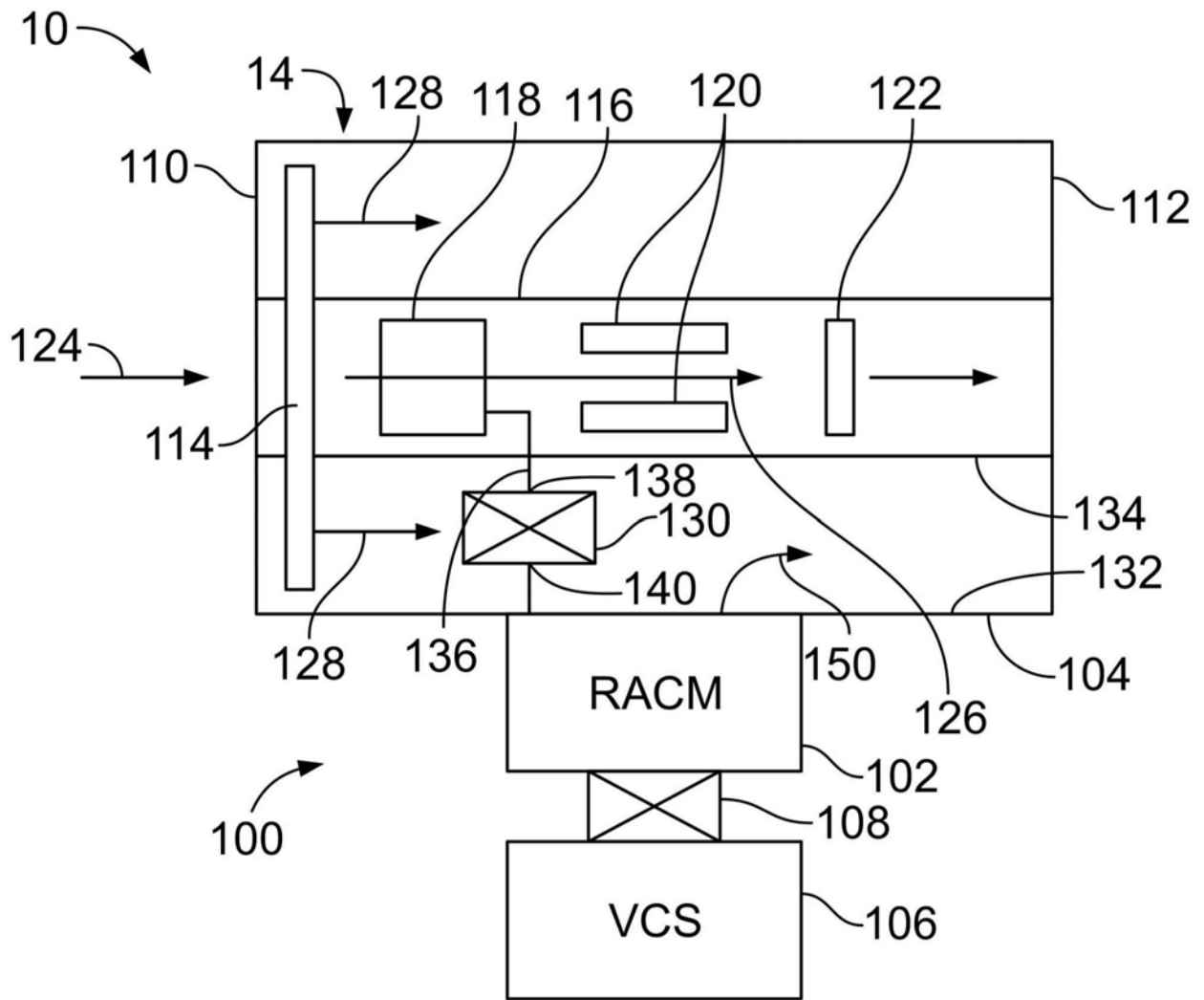


图2

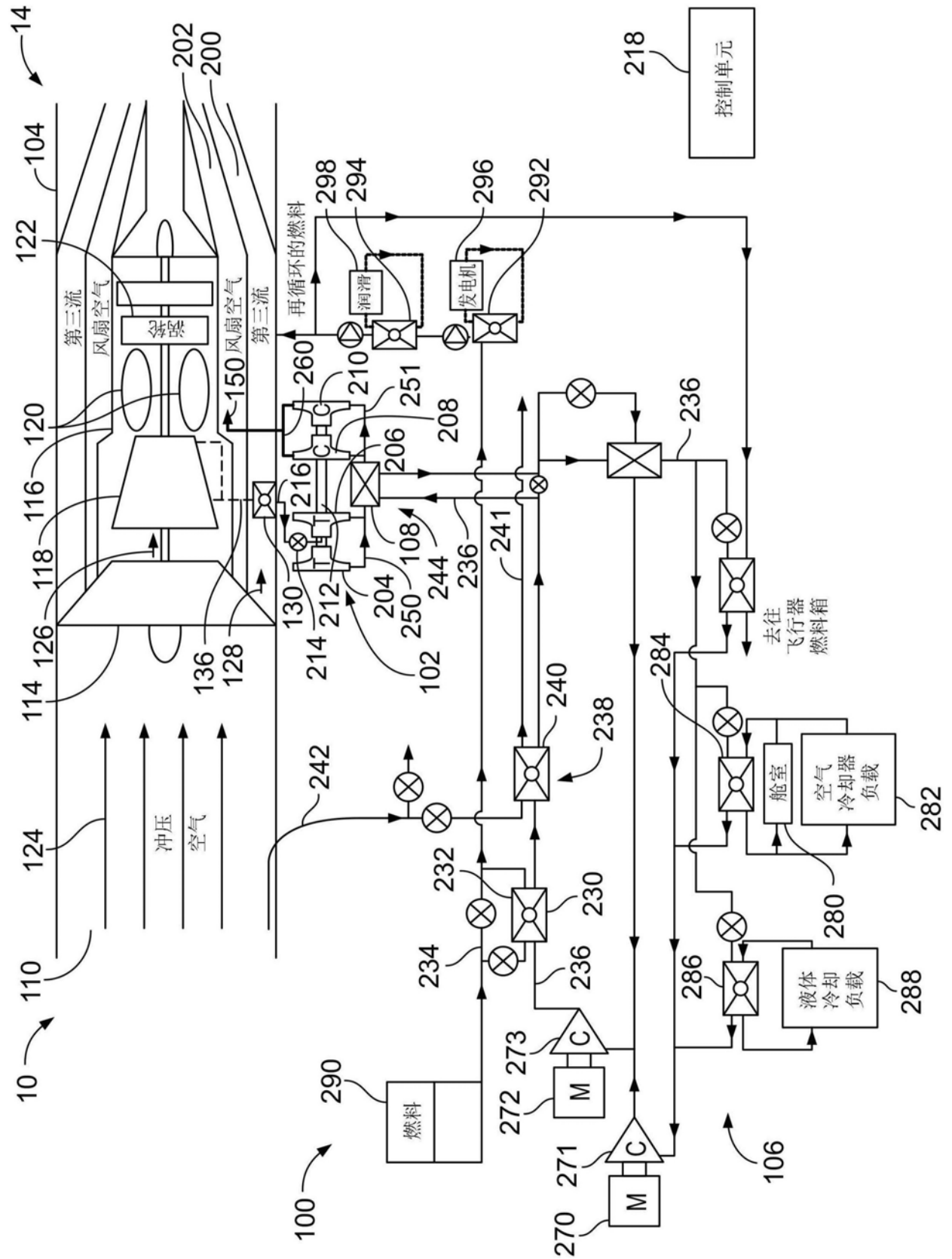


图3

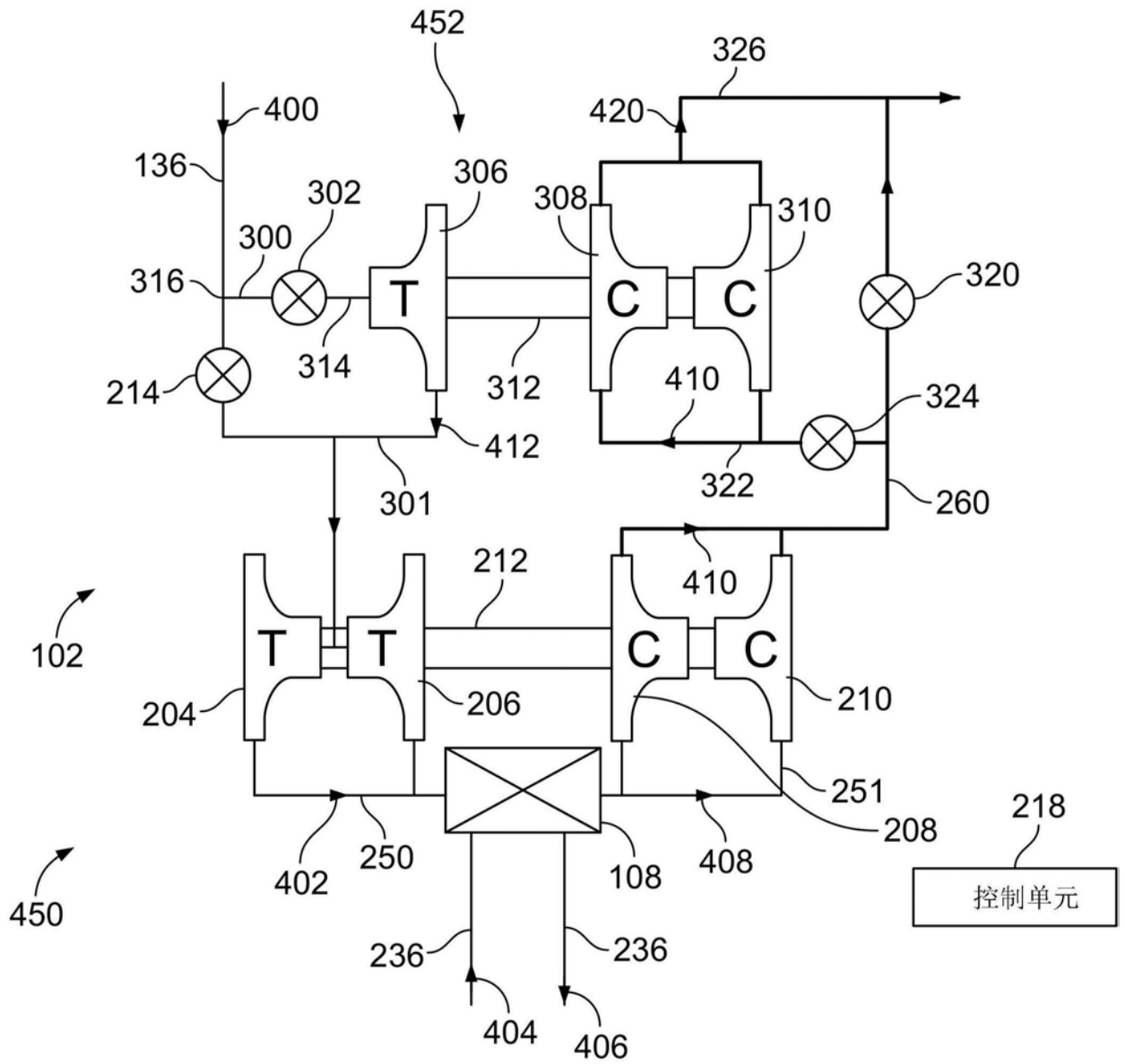


图4

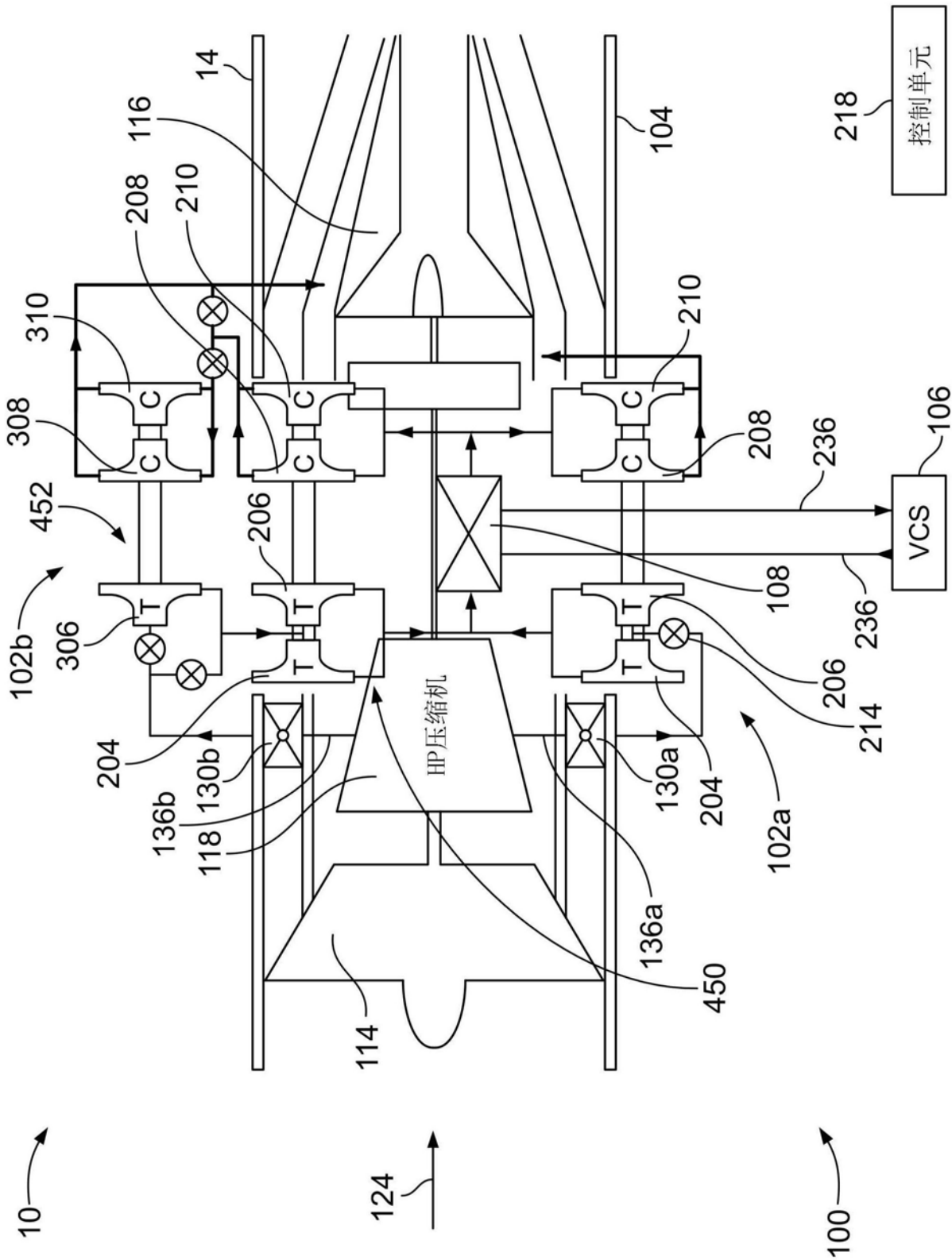


图5

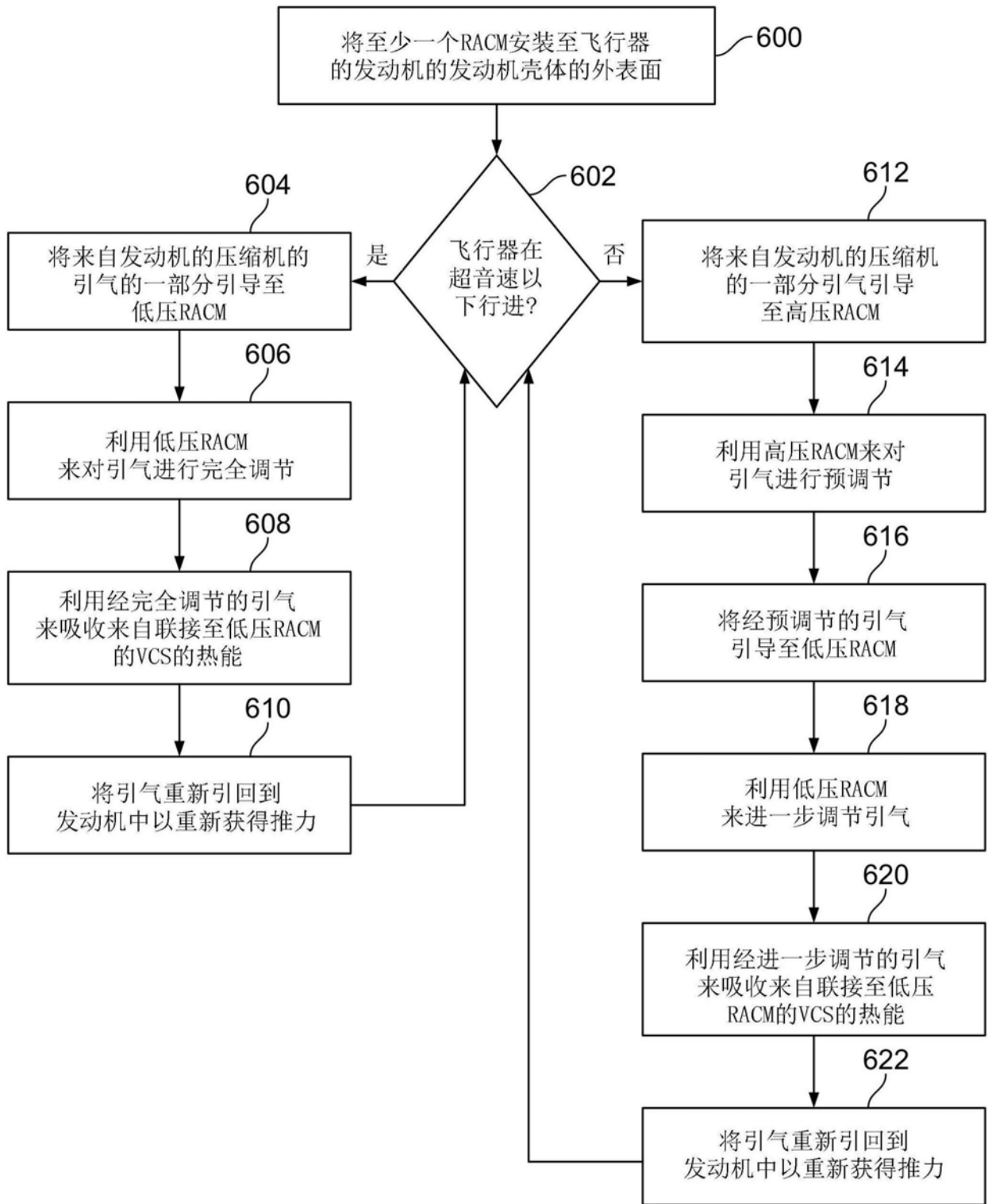


图6